

# Strömungsuntersuchungen beim Trudeln mit dem doppelsitzigen Segelflugzeug SZD – 9 bis 1E „Bocian“

Günther Ambros, Dresden (2004), guentherambros@googlemail.com

## 1. Vorbemerkungen

### 1.1 Ziel der Untersuchungen

Gewinnung von Erkenntnissen für die Ausbildung zum Segelflugzeugführer über die Strömungsverhältnisse an beiden Tragflügelhälften und insbesondere auch über den Einfluss des Schiebens. Für die nachfolgenden Ausführungen sind Grundkenntnisse der Aerodynamik und Flugmechanik, sowie die Kenntnis von [1] oder weiterführende Kenntnisse der Trudeltheorie erforderlich.

Exakte Flugmessungen sind nicht möglich und auch nicht beabsichtigt, dazu wäre eine geeignete Flugmessaanlage erforderlich.

### 1.2 Durchführung der Versuche

Getrudelt wurden bis zum Ausleiten jeweils ca. 3 Umdrehungen. Die Fotoaufnahmen erfolgten mit einer Spiegelreflexkamera Canon EOS-50 E in Reihenbildschaltung (0,46 s Bildabstand) auf Diapositiv-Film und aus der Hand. Eingeschaltet wurde die Kamera beim Trudeln mit Schieben nach außen jeweils vor dem vollen Seiten- und Höhenruderausschlag zum Trudeln und ausgeschaltet bei Beginn des Ausleitens. Je Trudelflug entstanden 22-24 Bilder, die mit 360 dpi eingescannt wurden. Insbesondere bei den schnellen Abläufen des stationären Trudeln ist der für diesen Zweck relativ große Bildabstand der Aufnahmekamera für die Auswertung ungünstig, es entstehen je Trudelumdrehung zu wenig Bilder.

Alle Flüge erfolgten nahe der Maximalzuladung mit gleicher vorderer zulässiger Schwerpunkt-rücklage. Die getroffenen Aussagen gelten für das oben genannte Flugzeug und die angeführte Beladung. Dem Verfasser ist bekannt, dass selbst innerhalb einer Typenreihe, sowie beim gleichen Flugzeug aber anderer Schwerpunktrücklage, unterschiedliche Trudeleigenschaften vorhanden sein können. Darauf wird später noch kurz eingegangen.

Die Wollfäden zum Erkennen der Strömungsverhältnisse und des Schiebewinkels (langer Faden) sind auf der linken Tragflächenhälfte angebracht. Für die Aufnahmen der inneren Tragfläche mußte deshalb links und für die äußere Tragfläche rechts getrudelt werden. Vorversuche hatten ergeben, dass das Bedienen der Kamera im engen hinteren Sitz des „Bocian“ bei Rechtstrudeln und fotografieren der rechten Tragfläche sehr schwierig ist.

### 1.2 Auswertung der Versuche

- Aufgrund der Lage des Flugzeuges zum Horizont ist der Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Flg}}$  erst ab  $t > 4,0$  s nach dem Einleiten auswertbar. Er wurde aus den fotografischen Aufnahmen als Winkel zwischen dem Tragflügelprofil am Flügelende und dem Horizont ermittelt. Die Auswertegenauigkeit ist natürlich nicht sehr groß, aber sicher ausreichend um die Bewegungsabläufe beim Trudeln zu erkennen.

- Die Angaben zum Schiebewinkel  $\beta$  erfolgen anhand der Anzeige des langen Schiebewinkelfadens. Dazu ist folgender Hinweis erforderlich: Bei Flugversuchen muss u.a. auch die Messung des Schiebewinkels mittels eines geeichten Messgebers in ausreichendem Abstand vor dem Flugzeug, d.h. in ungestörter Strömung, erfolgen. Die am Flügel und an der Kabine angebrachten Wollfäden, also auch der Schiebewinkelfaden, liegen in gestörter Strömung und zeigen jeweils die örtliche Strömungsrichtung an. Damit wird in der Regel der am Faden angezeigte Schiebewinkel vom Schiebewinkel des Flugzeuges abweichen. Dieser Fehler ist nicht korrigierbar.

Auf der Skala zur Schiebewinkelanzeige war, außer der Nullage (rot), noch eine Teilung von  $\pm 25^\circ$  in Schritten von  $5^\circ$  aufgetragen, die jedoch nicht erkennbar ist. Wenn die Anzeige des Fadens nicht auswertbar ist, z.B. bei Strömungsabriss an beiden Flügelhälften, so kann der Abstand der Flügelenden zum Horizont während der 2. und 3. Umdrehung des Trudeln

(Trudelachse etwa senkrecht) eine qualitative Aussage liefern welcher Flügel vorgeschoben und welcher Flügel nachgeschoben ist. Dabei bedeuten linkes Tragflächenende (äußerer Flügel) beim Rechtstrudeln unter dem Horizont (vorgeschoben) äußeres Schieben und über dem Horizont (nachgeschoben) inneres Schieben. Linkes Tragflächenende (innerer Flügel) beim Linkstrudeln unter dem Horizont (vorgeschoben) bedeutet inneres Schieben, über dem Horizont (nachgeschoben) äußeres Schieben. Annähernd gleicher Abstand der Flächenenden zum Horizont entspricht Schiebewinkel Null.

Anhand eines Bildes mit etwa gleichem Längsneigungswinkel und bekanntem Schiebewinkel kann auf den aktuellen Schiebewinkel geschlossen werden.

Aus Vorstehendem ergibt sich, dass die Auswertegenauigkeit des Schiebewinkels ebenfalls nicht sehr hoch ist, insbesondere können die absoluten Größen von den Angaben abweichen. Die Lage der Maximal- und Minimalwerte des Schiebewinkels im Bezug auf die Maxima und Minima des Längsneigungswinkels, sowie die Werte  $\beta \approx 0$  sind jedoch als relativ sicher anzusehen. Damit sind Aussagen entsprechend der Zielstellung nach 1.1 möglich.

- Eine Aussage zum Anstellwinkel des Flugzeuges ist erst bei Annahme des stationären Trudeln ( Trudelachse senkrecht, Anströmung senkrecht von unten) [1] möglich. Dann ist der Ausgangsanstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} = 90^\circ - \vartheta_{\text{Flg}}$ .

- Die Aufnahmen der inneren und äußeren Tragfläche wurden anhand der Bildfrequenz der Kamera einander zugeordnet und  $t = 0$  für den Zeitpunkt der vollen Ausschläge des Seiten- und Höhenruders beim Einleiten des Trudeln festgelegt. Eine Zuordnung des Flugzeug-Azimutwinkels zur Trudelzeit ist nicht möglich, da es sich um ungleichförmig beschleunigte Bewegungen handelt.

- Auf die Vorzeichenfestlegungen der Flugmechanik bei Längsneigungs-, Schiebe- und Anstellwinkel wird in der Auswertung aus Vereinfachungsgründen verzichtet.

- Zur Unterscheidung werden alle Bilder der äußeren Tragfläche (Rechtstrudeln) mit a.) und alle Bilder der inneren Tragfläche (Linkstrudeln) mit i.) bezeichnet.

## **2. Trudeln bei Einleiten mit Schieben nach außen, Auswertung der fotografischen Aufnahmen**

Die Wollfäden zeigen die örtliche Strömungsrichtung an. Von Einfluss ist daher auch die Größe des Schiebewinkels und der durch ihn hervorgerufenen Schiebengeschwindigkeit in Richtung der Spannweite [1], sowie deren unterschiedliche Auswirkungen am vorgeschobenen oder nachgeschobenen Flügel. Insbesondere sind in Rumpfnähe (1. Faden ca. 0,8 m Abstand von der Rumpfwand), z.B. eine eventuell auftretende Windschattenwirkung am nachgeschobenen Flügel oder eine Ablenkung der Strömung am vorgeschobenen Flügel nach oben möglich.

### **2.1 Einleiten des Trudeln**

Einleiten des Trudeln im Geradeausflug nach Standardverfahren mit folgenden Besonderheiten zwecks Erkennen des Einflusses des Schiebewinkels:

1. Erfiegen der Abrissgeschwindigkeit im Geradeausflug.
2. Herstellen der Mindestgeschwindigkeit im Geradeausflug.
3. Etwas vorseilender Seitenruderausschlag in Trudelrichtung mit langsamer Ruderlegung, zwecks Herstellung eines äußeren Schiebewinkels im unterkritischen hohen Anstellwinkelbereich ohne Einwirkung des Wenderollmomentes.
4. Langsames Ziehen des Höhenruders und im Moment des beginnenden Strömungsabrisses am nachgeschobenen Flügel und Einschalten der Kamera voller Seitenruderausschlag in Trudelrichtung und ebenfalls voller Höhenruderausschlag in Richtung ziehen, die beide bis zum Ausleiten im Vollausschlag gehalten wurden.
5. Im Moment des Strömungsabrisses weht das Querruder leicht in Trudelrichtung aus, dem wurde nachgegeben.

Bild 1i.) zeigt an den angebrachten Wollfäden den beginnenden Strömungsabriss bei Schieben nach außen am Flügelende der linken, nachgeschobenen Flügelhälfte beim Einleiten des Linkstrudelns. Der lange Wollfaden zeigt den Schiebewinkel an, wobei die rote Markierung auf der weißen Skala den Schiebewinkel Null markiert. Es ist Schieben nach außen (nach rechts)



mit  $\beta \approx 20^\circ$  zu erkennen. Der Querneigungswinkel ist sehr klein, da der Schiebewinkel durch einen langsamen, etwas vor eilenden Seitenruderausschlag hergestellt wurde. Um die Längsachse ist keine Winkelgeschwindigkeit vorhanden und das Wenderollmoment ist ebenfalls nicht wirksam. Höhen- und Seitenrudder sind noch nicht voll ausgeschlagen. Mit Ausnahme des abgerissenen Teiles sind die örtlichen Anstellwinkel des inneren (nachgeschobenen) Flügels und des äußeren (vorgesobenen) Flügels nur wenig kleiner als der kritische Anstellwinkel. Durch den einseitigen Strömungsabriss weht das Querruder in Trudelrichtung aus. Das Ablösen der Strömung von außen nach innen bis etwa zur Hälfte des inneren Flügels über die gesamte Flügeltiefe, an der Hinterkante weiter nach innen in Richtung zur Flügelwurzel bis in den Bremsklappenbereich, ist zu erkennen. Für die Zeitachse wurde dieses Bild  $t = 0$  gesetzt. Nach dem Herstellen des Schiebewinkels erfolgten die vollen Ausschläge von Seiten- und Höhenrudder und das Abkippen des Flugzeuges über dem inneren (nachgeschobenen) Flügel in Trudelrichtung.

ner als der kritische Anstellwinkel. Durch den einseitigen Strömungsabriss weht das Querruder in Trudelrichtung aus. Das Ablösen der Strömung von außen nach innen bis etwa zur Hälfte des inneren Flügels über die gesamte Flügeltiefe, an der Hinterkante weiter nach innen in Richtung zur Flügelwurzel bis in den Bremsklappenbereich, ist zu erkennen. Für die Zeitachse wurde dieses Bild  $t = 0$  gesetzt. Nach dem Herstellen des Schiebewinkels erfolgten die vollen Ausschläge von Seiten- und Höhenrudder und das Abkippen des Flugzeuges über dem inneren (nachgeschobenen) Flügel in Trudelrichtung.

## 2.2 Ablauf des Trudelns nach dem Einleiten (siehe Anlage 1 und 2)

### Bild 2i.), Zeit $t = 0,46$ s:

Der Schiebewinkel ist nicht auswertbar. Ab ca.  $\frac{3}{8}$  der Halbspannweite von der Flügelwurzel ist die Strömung am inneren Flügel nach außen zum Flügelende vollständig abgerissen. Die örtlichen Anstellwinkel an dieser Flügelhälfte sind weitestgehend im überkritischen Bereich, die Fäden sind abgelöst.

### Bild 3a.) / 3i.), Zeit $t = 0,92$ s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 10^\circ$  innen. Das Flugzeug ist vom Schieben nach außen beim Einleiten zum Schieben nach innen übergegangen.

- a.) Der äußere Flügel ist nachgeschoben und befindet sich nahezu vollständig im unterkritischen Bereich, die Strömung liegt an. Bis etwa  $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite Abstand von der Flügelwurzel in Richtung zum Flügelende (1. Faden) beginnt sich die Strömung abzulösen und hat eine Komponente in Richtung zum Flügelende (Windschatten?).
- i.) Die örtlichen Anstellwinkel am gesamten inneren vorgeschobenen Flügel befinden sich im überkritischen Bereich und müssen sehr groß sein, da die Fäden teilweise umgeschlagen sind.

### Bild 4a.) / 4i.), Zeit $t = 1,38$ s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 20^\circ$  innen.

- a.) / i.) Strömungsverhältnisse wie bei Bild 3a.) / 3i.).

### Bild 5a.) / 5i.), Zeit $t = 1,84$ s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 11^\circ$  innen.

- a.) Der äußere Flügel befindet sich jetzt vollständig im unterkritischen Bereich, die Strömung liegt an.
- i.) Am inneren Flügel liegt die Strömung von der Flügelwurzel bis etwa  $\frac{1}{4}$  der Halbspannweite in Richtung zum Flügelende an. Am 1. Faden eventuell Rumpfeinfluss?

Der Ausgangsanstellwinkel des Flugzeuges und/oder die örtlichen Anstellwinkel des inneren Flügels aufgrund der sinkenden Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse, müssen sich verringert haben [siehe auch Auswertung Bild 14 (4) bis Bild 14 (6)].

Bild 6a.) / 6i.), Zeit  $t = 2,30$  s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 4^\circ$  innen.

a.) Strömungsverhältnisse wie bei Bild 5a.).

i.) Am inneren Flügel liegt die Strömung von der Flügelwurzel bis fast  $\frac{3}{8}$  der Halbspannweite in Richtung zum Flügelende an. Der Bereich mit anliegender Strömung hat sich somit in Richtung zum Flügelende vergrößert.

Bild 7a.) / 7i.), Zeit  $t = 2,76$  s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 2^\circ$  innen.

a.) Strömungsverhältnisse wie Bild 6a.).

i.) Am inneren Flügel liegt die Strömung von der Flügelwurzel bis etwa zur Mitte der Halbspannweite in Richtung zum Flügelende im vorderen Teil des Profils an, während der Abriss an der Hinterkante noch weiter zur Flügelwurzel verlagert ist. Der Bereich mit anliegender Strömung hat sich somit vergrößert.

Etwa 75 % der gesamten Tragflügelfläche befinden sich nunmehr im unterkritischen Bereich, d.h. die örtlichen Anstellwinkel in diesem Bereich sind kleiner als der kritische Anstellwinkel. Der Ausgangsanstellwinkel des Flugzeuges liegt somit ebenfalls im unterkritischen Bereich.

Bild 8a.) / 8i.), Zeit  $t = 3,22$  s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 2^\circ$  außen.

a.) Strömungsverhältnisse wie Bild 7a.).

i.) Strömungsverhältnisse am inneren Flügel etwa wie Bild 6i.), d.h. der Bereich mit anliegender Strömung hat sich wieder verringert.

Bild 9a.) / 9i.), Zeit  $t = 3,68$  s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 4^\circ$  außen.

a.) Strömungsverhältnisse wie Bild 8a.).

i.) Der gesamte innere Flügel befindet sich wieder im überkritischen Bereich, alle Fäden sind abgelöst.

Bild 10a.) / 10i.), Zeit  $t = 4,14$  s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 14^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 53^\circ$ .

a.) An der Vorderkante des äußeren Flügels ist die Strömung von der Flügelwurzel bis etwa  $\frac{3}{8}$  der Halbspannweite in Richtung zum Flügelende abgerissen. Der Ausgangsanstellwinkel des Flugzeuges muss sich vergrößert haben.

i.) Der gesamte innere Flügel befindet sich im überkritischen Bereich, alle Fäden sind abgelöst.

Bild 11a.) / 11i.), Zeit  $t = 4,60$  s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 15^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 43^\circ$ .

a.) Am äußeren Flügel ist die Strömung an der Flügelwurzel beginnend, bis etwa zur Mitte der Halbspannweite in Richtung zum Flügelende über die gesamte Flügeltiefe abgerissen. Der Ausgangsanstellwinkel des Flugzeuges hat sich weiter vergrößert.

i.) Der gesamte innere Flügel befindet sich im überkritischen Bereich, alle Fäden sind abgelöst.

Etwa 75 % der gesamten Tragflügelfläche befinden sich nunmehr im überkritischen Bereich, d.h. die örtlichen Anstellwinkel in diesem Bereich sind größer als der kritische Anstellwinkel.

Bild 12a.) / 12i.), Zeit  $t = 5,06$  s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 3^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 48^\circ$ .

a.) / i.) Strömungsverhältnisse wie Bild 11a.) / 11i.)

Bild 13a.) / 13i.), Zeit  $t = 5,52$  s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 2^\circ$  innen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 59^\circ$ .

Ausgangsanstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 31^\circ$

- a.) Der äußere Flügel ist kurzzeitig nachgeschoben und befindet sich im unterkritischen Bereich, die Strömung liegt wieder weitestgehend an. Im Bereich der Flügelwurzel löst sich die Strömung jedoch ab ( $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite), eventuell durch Windschattenwirkung. Eine Strömungskomponente in Richtung zum Flügelende ist erkennbar.
- i.) Der gesamte innere Flügel befindet sich im überkritischen Bereich, alle Fäden sind abgelöst.

Bild 14 (1) bis 14 (8):

Die Bilder 14 zeigen einen Teil der Übergangsphase aus der Sicht des Flugzeugführers vom Einleiten des Rechtstrudels bis zum Übergang in das Schieben nach außen etwa 3 Sekunden nach dem Einleiten. Die Bilder sind zeitlich den Aufnahmen des Flügels nicht zuzuordnen. Die Berechnung der mittleren Winkelgeschwindigkeiten  $\omega_x$  um die Längsachse erfolgte anhand der Querneigungsänderungen und dem zeitlichen Abstand aufeinander folgender Bilder:

- (1) : Beginn des Abkippens mit Schieben nach außen,
- (2) : Übergang zum inneren Schieben ( $\beta \approx 0$ );  $\omega_x \approx 0,27 \text{ s}^{-1}$ ;
- (3) : Schieben nach innen;  $\omega_x \approx 0,76 \text{ s}^{-1}$ ;
- (4) : Vergrößerung des inneren Schiebewinkels;  $\omega_x \approx 0,91 \text{ s}^{-1}$ ;
- (5) : Weitere Vergrößerung des inneren Schiebewinkels;  $\omega_x \approx 0,64 \text{ s}^{-1}$ , kleiner als bei (4);
- (6) : Wie (5); Die Auswertung der Winkelgeschwindigkeit ist nicht mehr möglich;
- (7) : Schiebewinkel  $\beta \approx 0$ , bei  $t \approx 3 \text{ s}$  nach dem Einleiten;
- (8) : Übergang zum Schieben nach außen.

Bild 15a.) / 15i.), Zeit  $t = 5,98 \text{ s}$ :

Schiebewinkel  $\beta \approx 4^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 59^\circ$ .

Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 31^\circ$

- a.) Am äußeren Flügel liegt die Strömung ab etwa  $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite Abstand von der Flügelwurzel in Richtung zum Flügelende an. Im Bereich der Flügelwurzel löst sich die Strömung jedoch ab ( $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite, 1. Faden), eventuell durch Ablenkung der Strömung nach oben als Folge des Schiebens.
- i.) Der gesamte innere Flügel befindet sich mit Ausnahme des Wurzelbereiches (bis  $\frac{1}{4}$  der Halbspannweite, 1. und 2. Faden) im überkritischen Bereich, alle Fäden sind abgelöst.

Bild 16a.) / 16i.), Zeit  $t = 6,44 \text{ s}$ :

Schiebewinkel  $\beta \approx 11^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 50^\circ$ .

Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 40^\circ$

- a.) Strömungsverhältnisse am äußeren Flügel wie Bild 15a.)
- i.) Der gesamte innere Flügel befindet sich mit Ausnahme des Wurzelbereiches (bis  $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite, 1. Faden) im überkritischen Bereich, alle Fäden sind abgelöst.

Bild 17a.) / 17i.), Zeit  $t = 6,90 \text{ s}$ :

Schiebewinkel  $\beta \approx 11^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 51^\circ$ .

Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 39^\circ$

- a.) Am äußeren Flügel liegt die Strömung ab etwa  $\frac{1}{4}$  der Halbspannweite Abstand von der Flügelwurzel in Richtung zum Flügelende an. Im Bereich der Flügelwurzel löst sich die Strömung ab (bis  $\frac{1}{4}$  der Halbspannweite, 1. und 2. Faden).
- i.) Der gesamte innere Flügel befindet sich im überkritischen Bereich, alle Fäden sind abgelöst.

Bild 18a.) / 18i.), Zeit  $t = 7,36 \text{ s}$ :

Schiebewinkel  $\beta \approx 6^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 56^\circ$ .

Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 34^\circ$

- a.) / i.) Strömungsverhältnisse wie Bild 17a.) / 17i.)

Bild 19a.) / 19i.), Zeit  $t = 7,82 \text{ s}$ :

Schiebewinkel  $\beta \approx 2^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 61^\circ$ .

Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 30^\circ$

a.) / i.) Strömungsverhältnisse wie Bild 16a.) / 16i.).

Bild 20a.) / 20i.), Zeit t = 8,28 s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 2^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 61^\circ$ .

Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 39^\circ$

- a.) Der äußere Flügel befindet sich vollständig im unterkritischen Bereich, die Strömung liegt an.  
i.) Der gesamte innere Flügel befindet sich mit Ausnahme des Wurzelbereiches (bis  $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite, 1. Faden; wie Bild 16i.) im überkritischen Bereich, alle Fäden sind abgelöst.

Bild 21a.) / 21i.), Zeit t = 8,74 s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 8^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 56^\circ$ .

Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 34^\circ$

a.) / i.) Strömungsverhältnisse wie Bild 20a.) / 20i.) .

Bild 22a.) / 22i.), Zeit t = 9,20 s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 14^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 49^\circ$ .

Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 41^\circ$

a.) / i.) Strömungsverhältnisse wie Bild 21a.) / 21i.) .

Bild 23a.) / 23i.), Zeit t = 9,66 s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 12^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 51^\circ$ .

Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 39^\circ$

- a.) Am äußeren Flügel liegt die Strömung ab etwa  $\frac{1}{4}$  der Halbspannweite Abstand von der Flügelwurzel in Richtung zum Flügelende an. Im Bereich der Flügelwurzel löst sich die Strömung jedoch ab ( bis  $\frac{1}{4}$  der Halbspannweite, 1. und 2. Faden).  
i.) Der gesamte innere Flügel befindet sich im überkritischen Bereich, alle Fäden sind abgelöst.

Bild 24a.) / 24i.), Zeit t = 10,12 s:

Schiebewinkel  $\beta \approx 4^\circ$  außen, Längsneigungswinkel des Flugzeuges  $\vartheta_{\text{Figz}} = 60^\circ$ .

Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 30^\circ$

- a.) Am äußeren Flügel liegt die Strömung ab etwa  $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite Abstand von der Flügelwurzel in Richtung zum Flügelende an. Im Bereich der Flügelwurzel beginnt sich die Strömung abzulösen ( bis  $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite, 1. Faden).  
i.) Der gesamte innere Flügel befindet sich mit Ausnahme des Wurzelbereiches (bis  $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite, 1. Faden; wie Bild 20i.) im überkritischen Bereich, alle Fäden sind abgelöst.

### 2.3 Ausleiten des Trudelns

Das Ausleiten des Trudelns erfolgte entsprechend Flughandbuch nach Standardverfahren: erst Seitenrudervollausschlag gegen die Trudelrichtung, danach mit kurzer Zeitverzögerung Höhenruder nachlassen. Für das Ausleiten existieren keine fotografischen Aufnahmen, da für den gesamten Ausleitvorgang zu viel Filmmaterial verbraucht worden wäre.

### 2.4 Zusammenfassung und Analyse der Ergebnisse (siehe auch Anlage 1 und 2)

Wie bereits angeführt sind keine Veröffentlichungen über den sehr komplizierten und flugmechanisch schwer erfaßbaren Bewegungsablauf der Übergangsphase, die mit dem Einleiten des Trudelns beginnt und mit dem Übergang in das stationäre Trudeln endet, bekannt. Es kann aber davon ausgegangen werden, dass in dieser Phase zumindest anfangs die Wirkung der Luftkraftmomente gegenüber den Momenten aus Trägheitskräften vorherrschend ist. Ursache dafür sind die noch nicht voll entwickelten Winkelgeschwindigkeiten um die flugzeugfesten Achsen [1].

Obwohl nicht „trudelunfreundlich“, zählt der „Bocian“ sicher zu den Flugzeugen mit einer im Bereich von  $c_{a \text{ max}}$  weniger gekrümmten Profilpolare die einen ausreichend großen äußeren

Schiebewinkel zum Trudeln benötigen. Weiterhin wird sich das, durch die vordere Schwerpunktlage relativ große Luftkraftkippmoment, zunächst trudelhemmend ausgewirkt haben [1]. Das ist, trotz aller Sorgfalt beim Einleiten mit äußerem Schieben, auch die Ursache für das leichte Ausheben des Rumpfbuges im Bild 14 (2).

Im folgenden wird der Versuch unternommen den Ablauf des Trudeln bei den durchgeführten Flügen zu beschreiben. Die Ausführungen stellen die Ansicht des Verfassers dar.

#### 2.4.1 Erste Umdrehung Trudeln

Aufgrund des einseitigen Strömungsabrisses beim Einleiten des Trudeln entsprechend Abschnitt 2.1 (Bild 1i.) entsteht eine unsymmetrische Auftriebsverteilung am Tragflügel längs der Spannweite und das Flugzeug kippt in Trudelrichtung ab, wodurch eine Winkelgeschwindigkeit  $\omega_x$  um die Längsachse des Flugzeuges entsteht. Der Bereich des Strömungsabrisses verlagert sich am inneren Flügel weiter in Richtung zur Flügelwurzel (Bild 2i.). Am abgerissenen inneren Flügel ist der Widerstand größer als am äußeren Flügel und es entsteht gleichzeitig ein Wendemoment um die Hochachse des Flugzeuges in Trudelrichtung.

Aufgrund der vorderen Schwerpunktlage kann ein für das Anfachen der Rotation um die Längsachse [1] ausreichend großer überkritischer Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges, auch bei voll gezogenem Höhenruder, nicht hergestellt werden. Die geringe Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse reicht aus um den äußeren Flügel im unterkritischen Anstellwinkelbereich zu halten (Bild 3a./3.i). Ein Anfachen der Rollbewegung entsteht nicht. Nähere Ausführungen in Anlage 3, Abb. 1.

Im weiteren Verlaufe des Abkippen verringert sich der äußere Schiebewinkel. Das Flugzeug geht ca. 0,7 s nach dem Einleiten zum Schieben nach innen über und beginnt einen überzogenen Spiralfflug, bei dem sich der Querneigungswinkel und der Längsneigungswinkel ständig vergrößern. Eine Vergrößerung der Geschwindigkeit und des Lastvielfachen wie beim Spiralfsturz ist jedoch nicht feststellbar. Während dieses Spiralfuges vergrößert sich zunächst der innere Schiebewinkel. Er erreicht sein Maximum mit  $\beta \approx 20^\circ$  innen etwa 1,38 s nach dem Einleiten und verringert sich dann wieder, offenbar durch die Wirkung des Schiebegiermomentes, auf  $\beta \approx 0$  nach ca. 3 s (siehe Anlage 2). Danach geht das Flugzeug selbständig zum Schieben nach außen über (Bild 8a./8i.)

Die Phase mit Schieben nach innen zeigen die Bilder 3a./3i bis 7a./7i.) und 14 (2) bis 14 (7). Im Abschnitt 2.2 (Bild 14) ist die Entwicklung der Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse für einen Teil dieser Phase angeführt. Ein Anfachen der Rotation findet nicht statt.

Die Strömungsverhältnisse an beiden Flügeln zeigen, dass im Bereich von  $t \approx 1,84$  s [Bild 5a./5i.),  $\beta \approx 11^\circ$  innen] bis  $t \approx 3,22$  s [Bild 8a./8i.),  $\beta \approx 2^\circ$  außen] die Strömung am inneren Flügel teilweise wieder anliegt. Das Maximum liegt bei  $t \approx 2,76$  s ( $\beta \approx 2^\circ$  innen), wo etwa bis zur Mitte der Halbspannweite von der Flügelwurzel in Richtung zum Flügelende die Strömung wieder anliegt. Da die Strömung am äußeren Flügel vollständig anliegt, befinden sich ca. 75 % der gesamten Tragflügelfläche wieder im unterkritischen Bereich [Bild 7a./7i); Anlage 2]. Weitere Erläuterungen in Anlage 3, Abb. 2. Strömungsabriss ist nur noch im Bereich des Flügelendes des inneren Flügels vorhanden. Nur in diesem Bereich sind die örtlichen Anstellwinkel noch größer als der kritische Anstellwinkel. Der Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges ist wieder kleiner als der kritische Anstellwinkel.

Diese veränderte Auftriebsverteilung lässt erkennen, dass um die Längsachse dämpfende Luftkraftmomente (Anlage 3, Abb. 2) auftreten, die ein Anfachen der Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse verhindern und die Entwicklung zur Autorotation hemmen. Ursachen für diese Entwicklung der örtlichen Anstellwinkel am Tragflügel sind offenbar eine Verringerung des Ausgangsstellwinkels des Flugzeuges nach dem Abkippen, resultierend aus dem großen Luftkraftkippmoment infolge der vorderen Schwerpunktlage (Längsstabilität) und die trudelhemmende Wirkung des inneren Schiebens.

Obwohl das Flugzeug bereits eine große Längsneigung eingenommen hat [Bild 7 i./8i.; Bilder 14 (6) , 14 (7)] ist das zum Übergang in die Autorotation erforderliche Anfachen der Rotation um die Längsachse [1] somit noch nicht erfolgt. Bis zu diesem Zeitpunkt hat noch kein Trudeln

stattgefunden und die Momente aus Trägheitskräften [1] sind noch nicht oder nur wenig wirksam.

In [1] wurden die beim Trudeln am Flugzeug auftretenden Momente und ihre Wirkung beschrieben, sie sind jedoch am hier behandelten Beispiel schwer einzuschätzen. Die Trudelforschung hat aber ergeben, dass Schieben nach außen das Entstehen der Autorotation fördert, Schieben nach innen dagegen diese hemmen kann [1]. Das wurde bei diesem Versuch nachgewiesen.

In der dem Schieben nach innen folgenden Phase von  $t \approx 3$  s bis  $t \approx 5,2$  s (Anlage 2) stellt das Flugzeug selbständig die zum Trudeln erforderlichen Voraussetzungen her.

Es entwickelt sich Schieben nach außen, das bis zu einem maximalen Schiebewinkel von  $\beta \approx 18^\circ$  außen bei  $t \approx 4,4$  s rasch ansteigt und danach wieder auf  $\beta \approx 0$  bei  $t \approx 5,2$  s zurückgeht [(Bild 8a./8i.) bis 12a./12i.)]. Die große Schiebewinkeländerung facht die Rotation um die Längsachse des Flugzeuges und die Autorotationsdrehzahl um die Trudelachse zunächst an. Dadurch werden die Momente aus Trägheitskräften (Kreiselmomente) verstärkt wirksam. Das Kippmoment aus Trägheitskräften [1] vergrößert den Anstellwinkel des Flugzeuges sehr schnell, wohl auch, weil das Trägheitsmoment um die Hochachse relativ groß ist (Beladung). Offenbar wird es durch seine Wirkung erst möglich den für das Trudeln erforderlichen großen überkritischen Ausgangsanstellwinkel herzustellen, was beim Einleiten des Trudeln durch Luftkraftmomente wegen der vorderen Schwerpunktlage nicht möglich war. Die Anstellwinkelvergrößerung des Flugzeuges ist erkennbar an der Verringerung der Längsneigung im Bereich von ca. 4 s bis 4,6 s [Bild 10a./10i.), Bild 11a./11i.); Anlage 2]

Die vorstehend geschilderten Veränderungen sind an den Strömungsverhältnissen erkennbar. Bei  $t = 3,68$  s liegt die Strömung am äußeren Flügel vollständig an, während der innere Flügel vollständig abgerissen ist (Bild 9a./9i.). Im Bereich von  $t = 4,14$  s bis  $t = 5,06$  s ist die Strömung auch am äußeren Flügel teilweise abgerissen. In dieser Phase treten große äußere Schiebewinkel und große Ausgangsanstellwinkel des Flugzeuges auf. Das Maximum des Strömungsabrisses am äußeren Flügel liegt bei  $t \approx 4,60$  s etwa beim maximalen Schiebewinkel, hier reicht der Bereich des Strömungsabrisses an der Flügelwurzel beginnend bis zur Mitte der Halbspannweite. Damit sind etwa 75 % der gesamten Tragflügelfläche im überkritischen Bereich [Bild 10a./10i.) bis Bild 12a./12i.)], da sich der innere Flügel vollständig im überkritischen Bereich befindet. Zu beachten ist, dass der Strömungsabriss am äußeren Flügel an der Vorderkante beginnt (Bild 10a.), d.h. in der Phase des schnell wachsenden Schiebewinkels und der schnellen Vergrößerung des Ausgangsanstellwinkels infolge der Wirkung des Kippmomentes aus Trägheitskräften.

Offenbar sind aufgrund der vorderen Schwerpunktlage bei diesem Versuch erst in dieser Phase, d.h. ca. 4 s bis 5 s nach dem Einleiten des Trudeln wesentliche Voraussetzungen für den Übergang in das Trudeln vorhanden: ausreichend großes Schieben nach außen, großer Bereich des Strömungsabrisses am Tragflügel und anfachende Rotation des Flügels.

Bei  $t \approx 5,2$  s und 5,8 s ist der Schiebewinkel Null, dazwischen liegt eine kurze Phase mit Schieben nach innen von maximal  $2^\circ$  ( $t = 5,52$  s; Bild 13a./13i.). Die Strömung am äußeren Flügel liegt bis auf den 1. Faden im Wurzelbereich an (evtl. Windschattenwirkung am nachgeschobenen Flügel). Der innere Flügel ist vollständig im überkritischen Bereich. Aufgrund der Rotation des Flügels müssen die örtlichen Anstellwinkel am inneren Flügel sehr groß sein, denn die Fäden sind teilweise umgeschlagen. Der Ausgangsanstellwinkel des Flugzeuges beträgt etwa  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 31^\circ$ . Es ist anzunehmen, dass die Einstellung des Gleichgewichtes der Momente aus Luft- und Trägheitskräften beginnt. Die erste Trudelumdrehung endet bei  $t \approx 5,8$  s, bei einem Maximum des Längsneigungswinkels von  $\vartheta_{\text{FlgZ}} = 61^\circ$  (Ausgangsanstellwinkel  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 29^\circ$ ) und einem Schiebewinkel  $\beta \approx 0$ .

**Anmerkung zur 1. Umdrehung:** Bei Trudelflügen des Verfassers in der Ausbildung mit zulässiger Minimalzuladung im vorderen Sitz zeigte das gleiche Flugzeug ein deutlich anderes Flugverhalten beim gleichen Einleitvorgang. Es kippte sofort ohne Heben des Rumpfbuges ab und eine Phase mit Schieben nach innen war nicht erkennbar.

Aus der Erläuterung der ersten Umdrehung Trudeln gibt es eine wichtige Schlussfolgerung:



Nach einem unbeabsichtigten Überziehen mit Abkippen über einen Flügel hat der Flugzeugführer mit dem „Bocian“ bei vorderer Schwerpunktlage ca. 3 Sekunden Zeit den Übergang in das Trudeln durch Gegenseitenruder und Nachlassen des Höhenruders rechtzeitig zu beenden.

Bei einsitzigen Flügen von Flugschülern, insbesondere aber bei den ersten Alleinflügen, sollte bei geringer Zuladung durch Zusatzballast eine vordere Schwerpunktlage hergestellt werden. Das ist auch im Hinblick auf die Längsstabilität von Vorteil, da diese mit vorderen Schwerpunktlagen größer ist.

Möglicherweise ist das auch auf andere doppelsitzige Segelflugzeuge übertragbar. In [2] wird es für die ASK-21 empfohlen.

#### 2.4.2 Zweite Umdrehung Trudeln

Die 2. Trudelumdrehung hat eine Zeitdauer von  $T = 2,3$  s und endet bei  $t \approx 8,1$  s. Im Verlaufe der 2. Umdrehung verringert sich zunächst der Längsneigungswinkel [Bild 15a./15i.) und Bild 16a./16i.)] beginnend bei  $t \approx 5,8$  s mit  $\vartheta_{\text{FlgZ}} = 61^\circ$  (Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 29^\circ$ , Schiebewinkel  $\beta \approx 0$ ) und erreicht ein Minimum ca. 0,8 s ( $t \approx 6,6$  s) nach Beginn der 2. Umdrehung. Der Längsneigungswinkel beträgt hier  $\vartheta_{\text{FlgZ}} = 49^\circ$  (Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 41^\circ$ , Schiebewinkel  $\beta \approx 13^\circ$  außen).

Danach vergrößert der Längsneigungswinkel relativ langsam wieder auf  $\vartheta_{\text{FlgZ}} = 62^\circ$  (Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 28^\circ$ ) bei  $t \approx 8,1$  s. In dieser Phase verringert sich der Schiebewinkel auf  $\beta \approx 0$  [Bild 17a./17i.) bis 19a./19i.)].

Zu den Maxima des Längsneigungswinkels (Minimum des Anstellwinkels) gehört der Schiebewinkel Null und zum Minimum des Längsneigungswinkels (Maximum des Anstellwinkels) der größte Schiebewinkel. Zur schnellen Vergrößerung des Anstellwinkels (sinkender Längsneigungswinkel) ist ein rascher Anstieg des Schiebewinkels erforderlich. In der Phase des langsamer sinkenden Anstellwinkels (und steigendem Längsneigungswinkels) sinkt auch der Schiebewinkel langsamer.

Aufgrund der großen Winkelgeschwindigkeiten und der dadurch bedingten geringen Anzahl der Fotoaufnahmen ist die Auswertung der Strömungsverhältnisse schwierig.

Während der gesamten 2. Umdrehung ist die Strömung am vorgeschobenen äußeren Flügel von der Flügelwurzel bis etwa  $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite (1. Faden) in Richtung zum Flügelende abgelöst. (evtl. Wirkung des Rumpfes). [Bild 15a.) bis Bild 19a.]. Im Bereich  $t = 6,90$  s bis  $t = 7,36$  s [Bild 17a./18a.)] erweitert sich der abgelöste Bereich bis auf einen Abstand von  $\frac{1}{4}$  der Halbspannweite von der Flügelwurzel. Außerhalb der jeweils abgelösten Bereiche in Richtung zum Flügelende liegt die Strömung vollständig an.

Am inneren nachgeschobenen Flügel ist die Strömung nur im Bereich  $t = 6,90$  s bis  $t = 7,36$  s [Bild 17i./18i.)] vollständig abgerissen. Im übrigen Bereich erst ab  $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite (1. Faden) in Richtung zum Flügelende (Bild 15i./16i./19i./20i.).

Im Zeitraum  $t = 6,90$  s bis  $t = 7,36$  s [Bild 17a./17i.) und Bild 18a./18i.)] befinden sich der gesamte innere Flügel und der äußere Flügel bis etwa  $\frac{1}{4}$  der Halbspannweite ab der Flügelwurzel im überkritischen Bereich. In dieser Phase wächst der Längsneigungswinkel, wodurch bei gleicher Rotationsdrehzahl um die Erdsenkrechte die Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse ebenfalls wächst [4]. Damit entsteht eine Vergrößerung des Rollmomentes aus Trägheitskräften. Die zur Herstellung des Momentengleichgewichtes um die Rollachse erforderliche Erhöhung des Luftkraftrollmomentes ist offenbar an der veränderten Auftriebsverteilung längs der Spannweite erkennbar.

#### 2.4.3 Dritte Umdrehung Trudeln

Die 3. Trudelumdrehung hat eine Zeitdauer von  $T = 2,3$  s beginnt bei  $t \approx 8,1$  s und endet bei  $t \approx 10,4$  s. Im Verlaufe der 3. Umdrehung verringert sich zunächst der Längsneigungswinkel [Bild 20a./20i.) bis Bild 22a./22i.)] beginnend bei  $t \approx 8,1$  s mit  $\vartheta_{\text{FlgZ}} = 62^\circ$  (Ausgangsstellwinkel

des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 28^\circ$ , Schiebewinkel  $\beta \approx 0$  ) und erreicht ein Minimum ca. 1,3 s ( $t \approx 9,4$  s ) nach Beginn der 2. Umdrehung. Der Längsneigungswinkel beträgt hier  $\vartheta_{\text{Flg}} = 48^\circ$  (Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 42^\circ$ , Schiebewinkel  $\beta \approx 15^\circ$  außen). Danach steigt der Längsneigungswinkel schneller als bei der 2. Umdrehung wieder auf  $\vartheta_{\text{Flg}} = 62^\circ$  (Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 28^\circ$ ) bei  $t \approx 10,4$  s. In dieser Phase verringert sich der Schiebewinkel wieder auf  $\beta \approx 0$  [Bild 23a./23i.) und 24a./24i.) ]. Zu den Maxima des Längsneigungswinkels (Minimum des Anstellwinkels) gehört, wie auch bei der 2. Umdrehung, der Schiebewinkel Null und zum Minimum des Längsneigungswinkels (Maximum des Anstellwinkels) der größte Schiebewinkel.

Im Bereich  $t = 8,28$  s bis  $t = 8,74$  s [Bild 20a./20i.) und Bild 21a./21i.) ] befindet sich der vorgeschobene äußere Flügel vollständig im unterkritischen Bereich. Auch am inneren nachgeschobenen Flügel liegt die Strömung von der Wurzel in Richtung zum Flügelende bis  $\frac{1}{8}$  der Halbspannweite an, weiter bis zum Flügelende ist sie abgerissen.

Im Bereich  $t = 9,20$  s bis  $t = 9,66$  s [Bild 22a./22i.) und Bild 23a./23i.)] löst sich die Strömung am äußeren Flügel zunehmend von der Flügelwurzel beginnend in Richtung zum Flügelende bis etwa  $\frac{1}{4}$  der Halbspannweite ab. Gleichzeitig gelangt der innere Flügel vollständig in den überkritischen Bereich. Damit befinden sich der gesamte innere Flügel und der äußere Flügel bis etwa  $\frac{1}{4}$  der Halbspannweite ab der Flügelwurzel im überkritischen Bereich. Dieser Vorgang findet im Bereich des kleinsten Längsneigungswinkels, bzw. des größten Ausgangsstell- und Schiebewinkels statt und weicht damit vom analogen Vorgang in der 2. Umdrehung ab. Die zur Herstellung des Momentengleichgewichtes um die Rollachse erforderliche Veränderung des Luftkraftrollmomentes ist offenbar an der veränderten Auftriebsverteilung längs der Spannweite erkennbar. Die Auftriebsverteilung könnte etwa [1] Bild 8 entsprechen. Der geringe Anstellwinkel deutet übrigens auf ein relativ großes Kippmoment aus Trägheitskräften hin (Kreiselkippmoment).

Bei  $t = 10,12$  s (Bild 24a./24i.) stellt sich etwa wieder der Zustand wie bei  $t = 8,28$  s (Bild 20a./20i.) ein.

Der Längsneigungswinkel verändert sich im Verlaufe der 2. und 3. Trudelumdrehung periodisch im Bereich von  $\vartheta_{\text{Flg}} \approx 48^\circ - 62^\circ$  und demzufolge der Ausgangsstellwinkel des Flugzeuges von  $\alpha_{\text{ausg}} \approx 42^\circ - 28^\circ$ .

Für das Gleichgewicht der Kräfte und Momente beim stationären Trudeln ist ein äußerer Schiebewinkel erforderlich. Diesen stellt das Flugzeug selbständig bei den zum Trudeln erforderlichen Ruderlagen her. Er liegt im Bereich von  $\beta \approx 0^\circ - 15^\circ$  und verändert sich ebenfalls periodisch, wobei die großen Schiebewinkel bei größeren Längsneigungen und demzufolge kleineren Anstellwinkeln auftreten.

Es kann davon ausgegangen werden, dass das Flugzeug ab der 3. Umdrehung stationär trudelt [1]. Dabei wird der Gleichgewichtszustand periodisch auf jeweils unterschiedlichem Niveau seiner Einflussgrößen [Autorotationsdrehzahl, Schiebewinkel, Anstellwinkel (Längsneigungswinkel), Trudelradius, Sinkgeschwindigkeit] erhalten.

Da um die Nickachse eine Winkelgeschwindigkeit mit unterschiedlichem Vorzeichen auftritt, trudelt das Flugzeug offenbar stationär mit geringer Querneigung mit ebenfalls wechselndem Vorzeichen { [4], Seite 248}. Interessant wäre es zu erfahren, ob die Nickschwingung mit wachsender Anzahl der Trudelumdrehungen abklingt. Das Kosten-Nutzen-Verhältnis verbietet allerdings weitere Versuche.

In der Literatur und in Flughandbüchern wird angeführt, dass stationäres Trudeln mit unterschiedlicher Längsneigung in der Phase größerer Längsneigung ausgeleitet werden soll. Das ist am Beispiel des „Bocian“ erklärbar. Bei kleinen Längsneigungswinkeln (und großen Anstellwinkeln) treten beim stationären Trudeln große Schiebewinkel nach außen auf, bei großen Längsneigungen hingegen kleine Schiebewinkel nahe Null (Anlage 2). Um die trudelfördernde Wirkung des äußeren Schiebens zu beseitigen muss das Seitenleitwerksmoment (Gegenseitenruderausschlag, Schiebegeriermoment, Wendedämpfung) erst den Schiebewinkel beseitigen, bevor die Autorotation beendet wird. Dadurch wird das Ausleiten in der flachen Phase verzögert und der Nachdrehwinkel wird größer [1].

## Anmerkungen zum Trudeln mit der ASK-21

In [2] wird das Linkstrudeln mit der ASK-21 mit Heckballast beschrieben. Aufgrund des gerissenen Einleitens und des Fehlens von Angaben zur Schwerpunktrücklage ist ein direkter Vergleich mit den Untersuchungen am „Bocian“ nur eingeschränkt möglich. Offenbar hat die ASK-21 etwa gleiche Trudelzeiten, d.h. für die erste Umdrehung ca. 6 s und für die Zweite 2 s. Leider bricht der Versuch dann ab. Nach dem gerissenen Einleiten folgt ein am Faden kaum erkennbares sehr kurzes inneres Schieben (Faden weht ganz kurz nach rechts aus). Während jeder Umdrehung schlägt dann der Faden periodisch vom Schiebewinkel Null deutlich nach links (also in Trudelrichtung) aus und geht wieder zurück auf Null. Das Flugzeug holt sich also das zum Trudeln erforderliche äußere Schieben bei voll ausgeschlagenem Seiten- und Höhenruder selbst. Das deckt sich mit den Untersuchungen am „Bocian“.

### 3. Trudeln rechts bei Einleiten mit Schieben nach innen, Auswertung der fotografischen Aufnahmen

#### 3.1. Einleiten des Trudels:

1. Herstellen der Mindestgeschwindigkeit im Geradeausflug.
2. Seitenruder in Neutralstellung.
3. Einleiten einer flachen Rechtskurve mit Schieben nach innen durch einen kleinen Querruderausschlag.
4. Langsames Ziehen des Höhenruders bis zum Vollausschlag.
5. Höhenruder bleibt voll gezogen, Seitenruder neutral.

#### 3.2 Bewegungsablauf nach dem Einleiten

##### Bild 25a.) / 25i.), Zeit $t = 0$

Schiebewinkel  $\beta \approx 20^\circ - 25^\circ$  innen, Ausgangsanstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx \alpha_{\text{Krit}}$

a.) Am äußeren Flügel liegt die Strömung vollständig an.

i.) Der gesamte innere Flügel befindet sich im überkritischen Bereich, alle Fäden sind abgelöst.

Anmerkung: Das Bild 25i.) wurde bei einem Vorversuch aufgenommen, bei dem beide Flügelhälften mit Wollfäden versehen waren. Vom Einleitvorgang her stimmt es zeitlich mit Bild 25a.) überein.

##### Bild 26a.) Zeit $t = 2,76\text{s}$ :

Schiebewinkel  $\beta \approx 5^\circ - 10^\circ$  innen, Ausgangsanstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx \alpha_{\text{Krit}}$ .

a.) Am äußeren Flügel liegt die Strömung vollständig an.

##### Bild 27a.) Zeit $t = 3,22\text{ s}$

Schiebewinkel  $\beta \approx 0$ , Ausgangsanstellwinkel des Flugzeuges  $\alpha_{\text{ausg}} \approx \alpha_{\text{Krit}}$

a.) Am äußeren Flügel liegt die Strömung vollständig an.

#### 3.3 Ausleiten des Trudels

Das Ausleiten des Trudels erfolgte nach dem Standardverfahren wie unter 2.3.

#### 3.4 Zusammenfassung und Analyse der Ergebnisse

Nach dem Einleiten beginnt das Flugzeug im überzogenem Flugzustand, d.h. im Bereich von  $C_{a \text{ max}}$ , die Rechtskurve mit Schieben nach innen. Der innere Schiebewinkel ist am langen Faden des äußeren (nachgeschobenen) linken Flügels mit  $\beta \approx 20^\circ - 25^\circ$  erkennbar (Bild 25a.). Infolge des Schieberollmomentes verringern sich am äußeren Flügel die örtlichen Anstellwinkel und er gelangt in den unterkritischen Bereich. Die Strömung liegt vollständig an Bild (25a.). Am inneren (vorgeschobenen) rechten Flügel vergrößern sich durch das Schieberollmoment die örtlichen Anstellwinkel und er gelangt in den überkritischen Bereich, die Strömung ist abgerissen. Der Auftrieb wird kleiner (Bild 25i.).

Durch die Auftriebsdifferenz zwischen den beiden Tragflächenhälften vergrößert sich langsam die Querneigung. Das Flugzeug beginnt im überzogenen Flugzustand einen sich langsam entwickelnden Spiralfly. Als Folge des inneren, trudelhemmenden Schiebens kippt es zunächst nicht ab.

Gleichzeitig mit dieser Entwicklung verringert sich durch das Schiebepiermoment der innere Schiebewinkel. In Bild 26a.) aufgenommen 2,76 s nach Bild 25a.), ist noch ein Schiebewinkel  $\beta \approx 5^\circ - 10^\circ$  nach innen erkennbar.

Bild 27a.), aufgenommen 3,22 s nach Bild 25a.), läßt einen Schiebewinkel erkennen, der zum äußeren Schieben umschlägt. Das Flugzeug kippt sehr schnell (und unerwartet für den Piloten und den Fotografen, der Probleme mit dem Bildausschnitt hatte! Weitere Aufnahmen waren nicht mehr möglich) über den rechten Flügel ab und beginnt mit noch neutral gestelltem Seitenruder eine trudelähnliche Bewegung.

Bei einem weiteren Versuch konnte festgestellt werden, dass ein Querruderausschlag gegen die Trudelrichtung während der Schiebekurve sofortiges Abkippen und Trudelbeginn zur Folge hat. Ursache ist die Querruderumkehrwirkung. Das innere Querruder schlägt nach unten aus und in seinem Bereich vergrößern sich die örtlichen Anstellwinkel. Im überkritischen Bereich kommt es dadurch sofort zum Strömungsabriss.

Mit den Ruderlagen des Einleitens wurde kein stationäres Trudeln durchgeführt. Nach dem Abkippen des Flugzeuges erfolgte sofort das Ausleiten.

#### **4. Zusammenfassung zu den Einleitverfahren**

Aus den vorstehenden Ausführungen gehen die Unterschiede der Einleitverfahren nach den Abschnitten 2.1 und 3.1. hervor. Diese sollen abschließend nochmals zusammengefasst werden, da sie auch von Bedeutung für das unbeabsichtigte Überziehen und Trudeln sind:

Erfolgt der Strömungsabriss durch Schieben nach außen im hohen Anstellwinkelbereich (Abschnitt 2.1), so tritt sofort Abkippen und die Übergangsphase zum stationären Trudeln ein. Das ist z.B. der Fall, wenn eine Kurve mit zu großem Seitenruderausschlag eingeleitet wird. Der Faden weht nach der Kurveninnenseite, die Kugel liegt außen. Der Verlauf der Übergangsphase hängt dabei sehr stark von der Schwerpunktrücklage ab.

Wird dagegen im hohen Anstellwinkelbereich inneres Schieben hergestellt (Abschnitt 3.1.), z.B., wenn eine Kurve mit zu großer Querneigung eingeleitet wird (Faden weht nach der Kurvenaußenseite, Kugel liegt innen), so hemmt zunächst das innere Schieben, trotz eines Strömungsabrisse am inneren Flügel, das sofortige Abkippen. Das Flugzeug geht in einen langsam steiler werdenden Spiralfly über. Zu einem trudelähnlichen Abkippen kommt es, nachdem das Flugzeug den inneren Schiebewinkel selbständig beseitigt hat und zum Schieben nach außen übergegangen ist.. Der Vorgang dauert in der Regel mehrere Sekunden. Ein Querruderausschlag gegen die Kurvenrichtung während des Schiebeflyes führt meist zum sofortigen Abkippen (Querruderumkehrwirkung). Es ist unwahrscheinlich, dass mit Seitenruder neutral und Schieben nach innen eine stationäre Trudelbewegung entsteht. Insbesondere bei geringer Flughöhe ist dieser Flugzustand jedoch sehr gefährlich.

#### **5. Quellenverzeichnis**

[1] Ambros, G.: Trudeln mit Segelflugzeugen, beim Verfasser.

[2] Neumann, J.: Trudeln –1-2.avi, Video-Clip und Heckballast der ASK-21.

[3] Wedrow, W.S., Taiz, M.A.: Flugerprobung, VEB Verlag Technik Berlin, 1959.

[4] Richter, W.: Flugmechanik, B.G. Teubner Verlagsgesellschaft Leipzig, 1959.

[5] Ambros, G.: Unkontrollierte Fluglagen mit Segelflugzeugen, Technische Betrachtungen zu Strömungsabriss, Trudeln und Windenstart, 9/2004, 1/2008, 7/2008, AEROSHOP Flugbedarf Pirzkall, Macherstr. 52a, 01917 Kamenz; Ausgabe 12/2012, beim Verfasser.

[6] Ambros,G.: Trudeln-Boc-Video.AVI, beim Verfasser.

Anmerkung des Verfassers: Hält man eine Kamera in Reihenbildschaltung bei strahlendem Sonnenschein nach oben und dreht sich schnell im Kreis, so entstehen keine künstlerisch wertvollen Bilder und jede Belichtungsautomatik versagt. Nur die Bildbearbeitung konnte vielfach noch auswertbare Bilder erzeugen. Das ist nicht bei jedem Bild gelungen. Der Bildbearbeitungslai bittet das zu entschuldigen.